

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

Конструкция системы топливопитания двигателя НК-12СТ

Электронные методические указания к лабораторной работе

САМАРА

2011

Составители: **Макарьянц Георгий Михайлович,**
Крючков Александр Николаевич,
Родионов Леонид Валерьевич,
Шахматов Евгений Владимирович,
Илюхин Владимир Николаевич

Конструкция системы топливопитания двигателя НК-12СТ [Электронный ресурс] : электрон. метод. указания к лаб. работе/ М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); сост. Г. М. Макарьянц, А. Н. Крючков, Л. В. Родионов, Е. В. Шахматов, В. Н. Илюхин. - Электрон. текстовые и граф. дан. (0,2 Мбайт). - Самара, 2011. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В пособии приведены пояснения и методические указания для выполнения лабораторной работы студентами. Представлены необходимые сведения по работе системы регулирования газотурбинного двигателя, его топливорегулирующей системы и агрегатов механизации компрессора.

Методические указания предназначены для студентов 2 факультета, обучающихся по специальности 160301.65 «Авиационные двигатели и энергетические установки», изучающих дисциплину «Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок» в 9 семестре.

Разработано на кафедре АСЭУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	4
1 Описание объекта регулирования	5
2 Выбор регулирующих факторов и регулируемых параметров двигателя	5
3 Составление структурной схемы САР ВРД	5
4 Разработка программ регулирования	6
5 Выбор параметров установившихся режимов	8
6 Выбор агрегатного состава САУ	9
7 Расчет характеристик топливной системы	9
8 Расчёты параметров ТРД по динамической характеристике	13
9 Описание конструкции и принципа работы конкретного регулятора	19
Заключение	20
Список использованных источников	21

ВВЕДЕНИЕ

Целью контролируемой самостоятельной работы студентов является изучение работы системы автоматического управления (САУ) авиационных ТРД, овладения основами выбора регулируемых параметров и регулирующих факторов, функциональных и структурных схем САУ, расчета элементов топливной системы, а также параметров двигателя как объекта регулирования. В завершении работы студенты проводят исследование устройства и функционирования регулятора.

Данная работа студентов является логическим продолжением сквозного курсового проектирования авиационного двигателя, начатого в курсах «Теория и расчет ВРД», а также «Конструкция и проектирование ВРД». Последующие разделы методических указаний поясняют последовательность и этапы выполнения самостоятельной работы.

1 Описание объекта регулирования

В данном разделе приводится назначение, основные параметры, характеристики и схема авиационного ТРД, предварительно спроектированного и рассчитанного в курсовых работах, выполненных студентами на кафедрах ТДЛА и КиПДЛА. Помимо конструктивной схемы представляются основные технические данные двигателя, параметры рабочего процесса, а также его дроссельная (или высотно-скоростная) характеристика. В целях корректного выбора программы регулирования по температуре на входе T_v^* в разделе приводится характеристика компрессора, а также зависимость ΔK_u от приведенных оборотов.

2 Выбор регулирующих факторов и регулируемых параметров двигателя

Регулирующий фактор (РФ) (определяется схемой и параметрами ВРД). В разделе необходимо также обосновать выбираемые регулируемые параметры (РП), отметив их преимущества по сравнению с другими возможными РП.

3 Составление структурной схемы САР ВРД

В данном разделе производится построение укрепленной структурной схемы САР, на которой показываются:

- объект регулирования с выходными РП;
- управляющее воздействие – $\alpha_{руд}$;
- регуляторы конкретных РП с выходными регулирующими воздействиями (РФ);
- командный агрегат (КА), вырабатывающий предписанные значения параметров.

Пример структурной схемы САР ТРДД представлен на [рисунке 1](#).

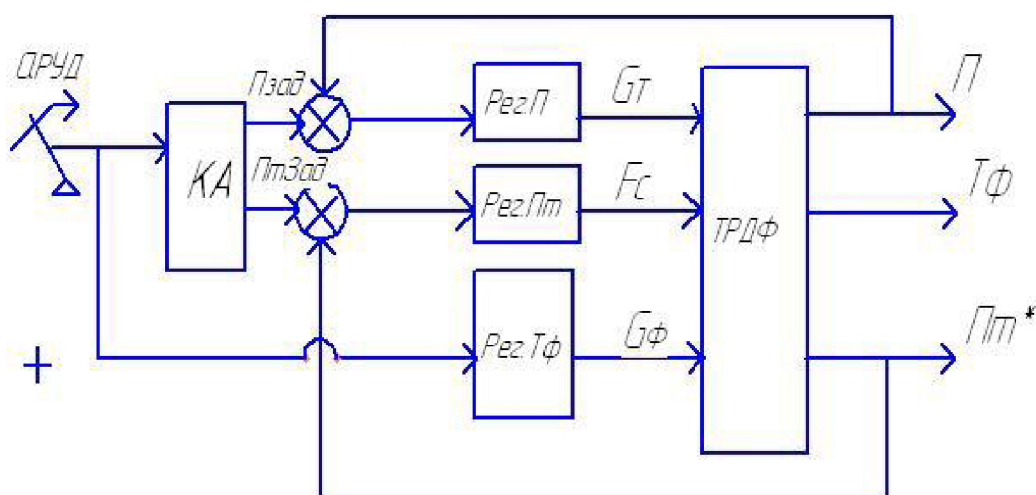


Рисунок 1 – Структурная схема САР ТРДД

4 Разработка программ регулирования

Программы регулирования представляют собой зависимости регулируемого параметра от параметров внешних условий и режима работы двигателя:

$$- \text{РП} = f(\text{ВВ})$$

$$- \text{РП} = f(\alpha_{\text{руд}})$$

В качестве параметра внешних условий принимают T_v^* при этом определяется, например, зависимость $n = n(T_v^*)$ на максимальном режиме. программа состоит из участка $n_{\text{max}} - \text{const}$ (см. [рисунок 2](#)), а также «наклонных» участков, на которых действуют ограничения. При $T_v^* < T_{v1}^*$ - действует ограничение по $(\pi_k^*)_{\text{пред.}}$ или $(n_{\text{пр}})_{\text{пред.}}$, связано с обеспечением устойчивой работы компрессора. При $T_v^* > T_{v1}^*$ - реализуется ограничение $T_{г1}^* < T_{г1}^*_{\text{пред.}}$. Определение T_{v1} осуществляется по известной характеристике компрессора или зависимости $\Delta K_y = f(n_{\text{пр}})$ по формуле $T_{v1}^* = 288 / n_{\text{пр.гр}}$, где $n_{\text{пр.гр}}$ - относительная приведенная частота вращения ротора, при которой ΔK_y составляет 10%. Температура T_{v2}^* определяется по $T_{г1}^*_{\text{max}}$, путем пересчета по известным термогазодинамическим соотношениям:

$$T_K^* = T_B^* + \frac{L_K}{C_p} = T_B \left[\left(\pi_K^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K} + 1 \right]$$

$$L_K = T_B \left(\pi_K^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K}$$

$$T_{\Gamma}^* = T_K^* + \frac{H_U \cdot \eta_{KC} \cdot G_T}{(C_p)_{CP} \cdot G_B}$$

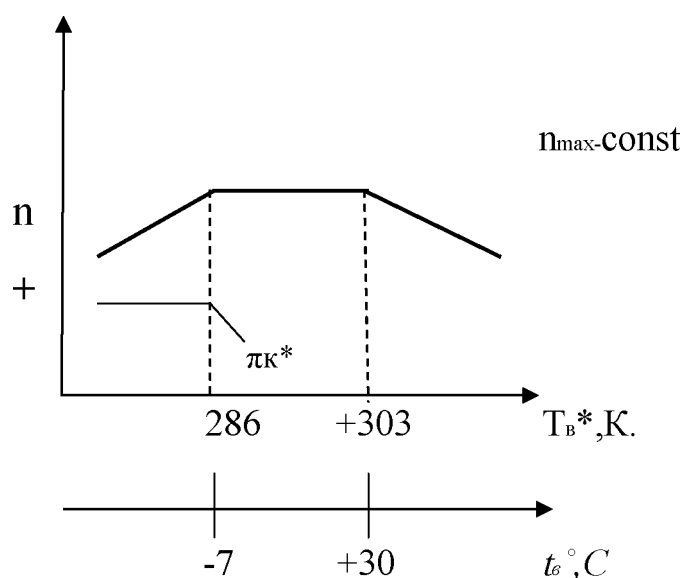


Рисунок 2 - Программа регулирования двигателя по $T_{в}^*$ на максимальном режиме.

Программа регулирования по управляющему воздействию РП ($\alpha_{руд}$) строится исходя из следующих рекомендаций:

- тяга двигателя должна быть пропорциональна $\alpha_{руд}$;
- в окрестности установившихся режимов необходимы горизонтальные участки («площадки») величиной $8 \dots 10^\circ$;
- $(\alpha_{руд})_{max} = 90 \dots 100^\circ$; $(\alpha_{руд})_{min} = 20 \dots 25^\circ$;
- режим реверса должен быть при $\alpha_{рев} = 0 \dots 5^\circ$;

Для построения программы РП ($\alpha_{руд}$) необходимо определить параметры установившихся (стационарных) режимов.

5 Выбор параметров установившихся режимов

Выбор параметров установившихся режимов осуществляется в следующей последовательности:

- 1) Параметры максимального режима считаются заданными.
- 2) Параметры номинального режима (максимального продолжительного) выбираются $P_{ном}=0.85...0.9P_{max}$, где P_{max} , $P_{ном}$ – тяга двигателя на максимальном и номинальном режимах.
- 3) Параметры крейсерских режимов выбирают в процентах от тяги номинального режима, например $0.4N_e$, $0.7N_e$, $0.85N_e$ – соответствуют 40%; 70%; 85% тяги $P_{ном}$.
- 4) Параметры «малого газа» МГ $n_{мг} \approx n_{max}$
- 5) Режим реверса $n_{рев} = n_{max}$. Соотношение тяги двигателя и частоты вращения ротора выбирается по аппроксимированной зависимости

$$P = C \cdot n^{3.5...5}, \text{ где постоянная } C = \frac{P_{MAX}}{n^{3.5...5}}.$$

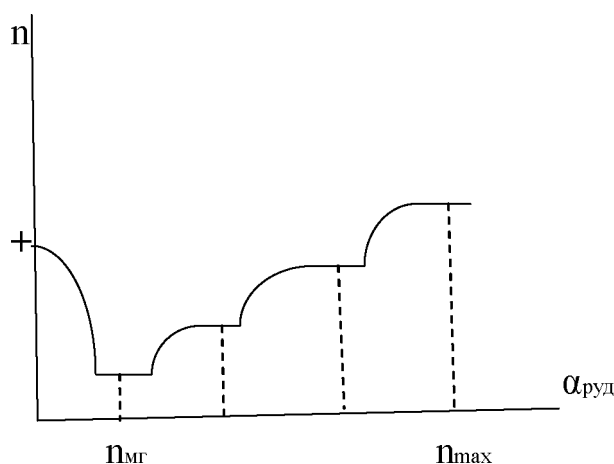


Рисунок 3 - Программа регулирования двигателя по управляющему воздействию

6 Выбор агрегатного состава САУ

Агрегатный состав САР ([рисунок 4](#)) представляет собой поагрегатную схему САР совместно с проточной частью двигателя с изображением функциональных и структурных связей между ними, а также с изображением РФ и РП. В разделе кратко описывается назначение каждого из агрегатов САР.

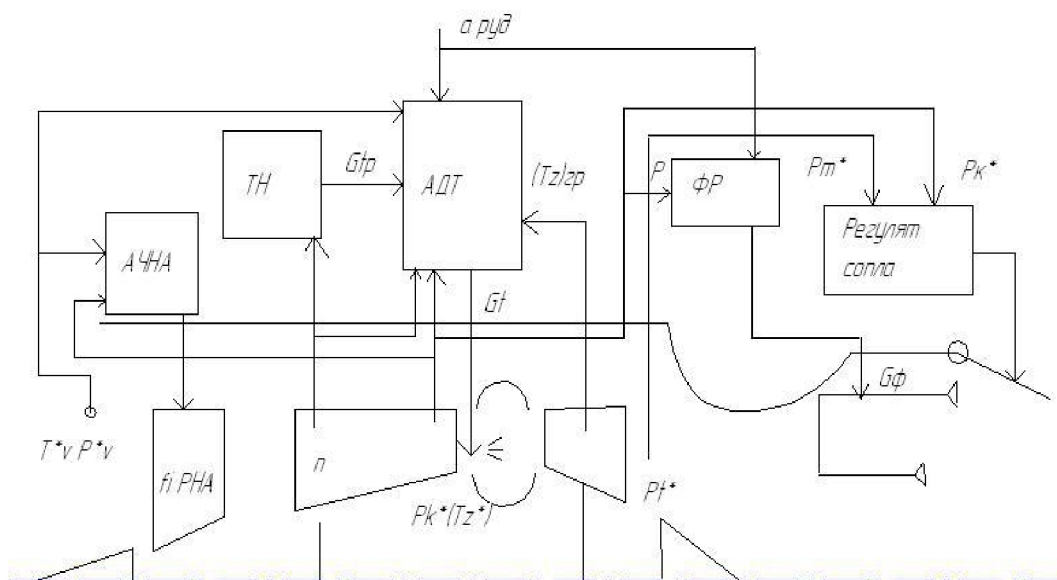


Рисунок 4 - Агрегатный состав САР

7 Расчет характеристик топливной системы

В данном разделе рассчитываются параметры основных элементов топливной системы на рабочих режимах двигателя. Исходным материалом для расчетов топливной системы являются дроссельная характеристика $G_t(n)$ двигателя. В случае ее отсутствия можно воспользоваться аппроксимационной зависимостью вида:

$$G_T = C \cdot n^{2.5}$$

где постоянная C определяется по параметрам максимального режима:

$$C = \frac{(G_T)_{MAX}}{n_{max}^{2.5}}$$

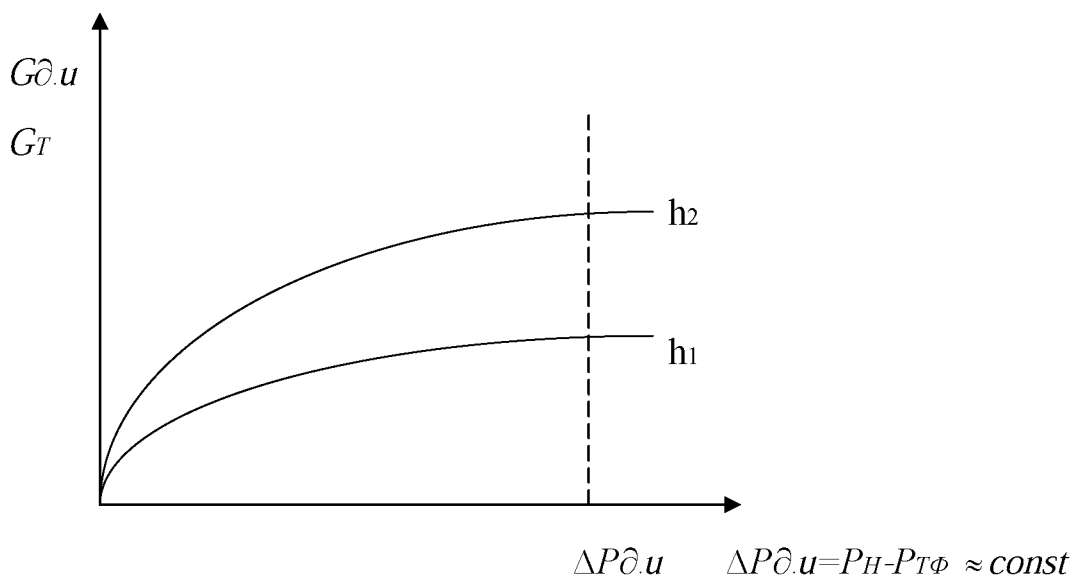


Рисунок 7 - Характеристика дозирующей иглы

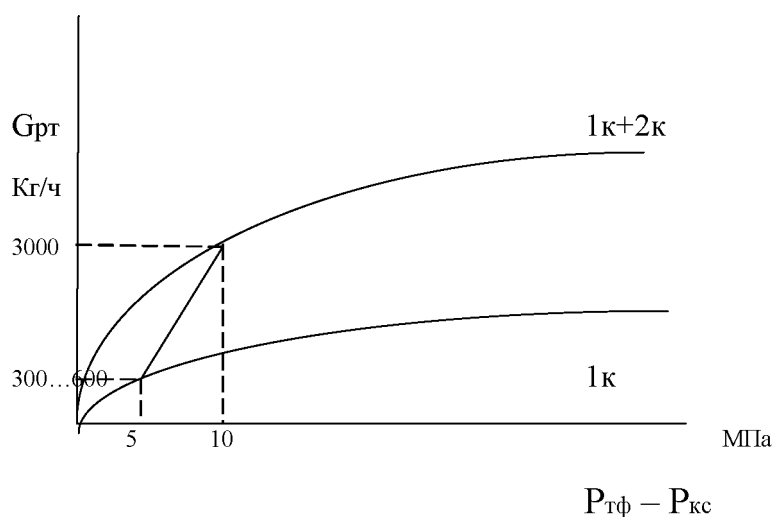


Рисунок 8 - Характеристика распределителя топлива

Для расчетов топливной системы необходимо задать давление в камере $P_{K.c.}$, которое принимается равным P_K^* . В случае отсутствия сведений P_K^* на рабочих режимах двигателя возможен расчет P_K^* по аппроксимирующей зависимости: $P_K^* = (P_K^*)_{MG} + C \Delta n^2$

где $(P_K^*)_{MG} = 0.3 \dots 0.4$ МПа – давление за компрессором на режиме МГ;

$\Delta n = n - n_{\text{МГ}}$ – отклонение от режима МГ

Результаты расчетов сводим в [таблицу 1](#).

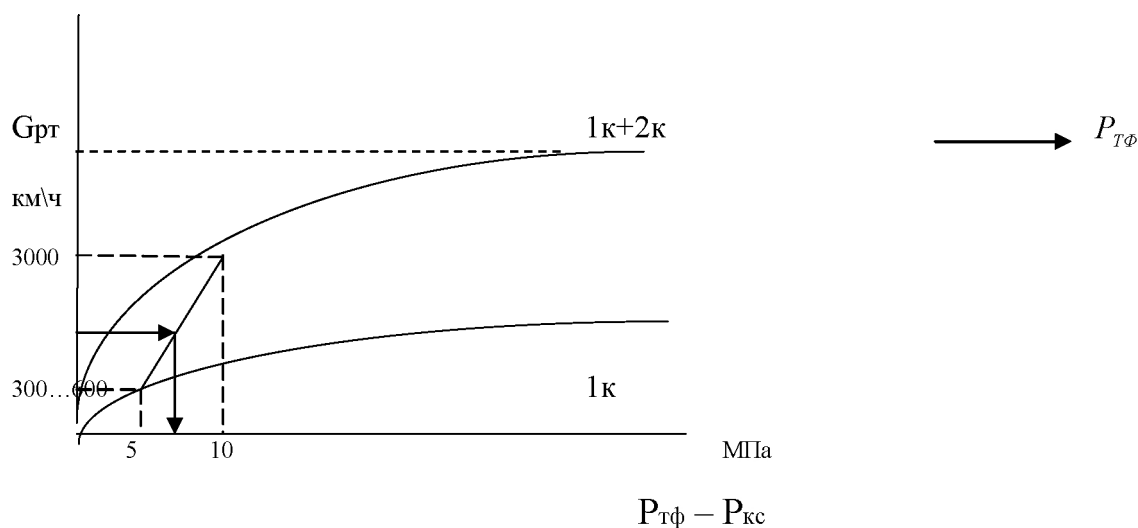
Таблица №1 - Характеристики элементов топливной системы

Режим	$G_T, \text{кг/ч}$	$G_H, \text{кг/ч}$	$n_{\text{нас}} (\text{мин}^{-1})$	$P_K^*, \text{МПа}$	$P_H^*, \text{МПа}$	$P_{T\Phi}, \text{МПа}$
МГ						
Крейсерский 1						
Крейсерский 2						
Крейсерский 3						
Номинальный						
Максимальный						

Порядок расчёта топливной системы

Исходные данные: $G_T; n; P_{KC} = P_K^*$

- 1) Определение давления за дозирующей иглой по характеристике распределения топлива.



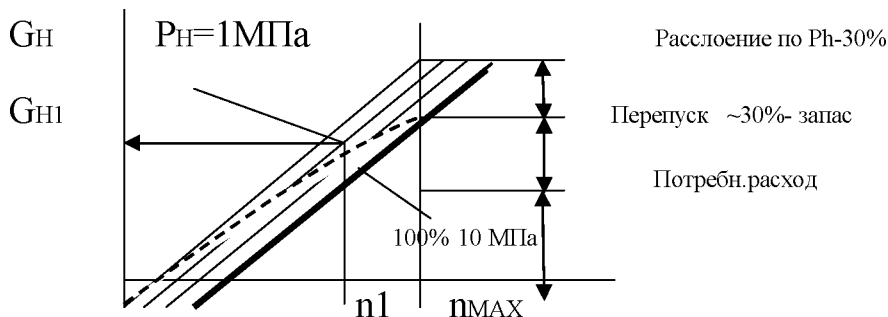
- 2) Определение давления за насосом. Приняв $\Delta P_{д.и.} = \text{const} = 0.5 \dots 0.7 \text{ МПа}$
 $\Delta P_H = P_{T\Phi} + \Delta P_{д.и.}$

3) Определение хода дозирующей иглы $\lambda_{д.и.}$.

$$G_T = \mu \cdot F_{д.и.} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta P_{д.и.}} = \mu \cdot K_{д.и.} \cdot \lambda_{д.и.} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta P_{д.и.}} \Rightarrow \lambda_{д.и.} = \frac{G_T}{\mu \cdot K_{д.и.} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta P_{д.и.}}}$$

См в справочнике

4) Определите расход насоса G_H .



5) Определение перепуска: $G_{пер} = G_H - G_T$

6) Определение перемещения перепускного клапана.

$$P_{сл} = \text{const} = 0.5 \text{ МПа}$$

$$G_{пер} = \mu_{пер} \cdot F_{пер} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot (P_H - P_{сл})} \Rightarrow$$

$$F_{пер} = \frac{G_{пер}}{\mu_{пер} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot (P_H - P_{сл})}} \rightarrow \text{построить зависимость } F_{пер}(\alpha_{пов})$$

$$F_{пер} = K_{пер} \cdot h \Rightarrow \text{подобрать } K_{пер} \text{ т.о., чтобы } h \approx 8..10 \text{ мм.}$$

8 Расчёты параметров ТРД по динамической характеристике

Производится построение динамической характеристики и линии оптимального разгона.

Вверх от дроссельной характеристики ([рисунок 9](#)) эквидистантно изображаются линии равного разгона, принимая, что каждая линия отстоит друг от друга вверх на 200 кг/ч и соответственно, означают 200, 400, 600, 800 и

$$1000 \frac{\text{об / мин}}{\text{сек}}.$$

Принимая во внимание, что этот двигатель трехфазный, с мощной механизацией, проводят границу помпажа в районе 800-1000 $\frac{\text{об / мин}}{\text{сек}}$.

Сверху реализуется ограничение по $T_{ГМАХ}^*$ примерно на 10% превышая. Проводим линию оптимального разгона, ограниченную линиями помпажа и $T_{ГМАХ}^*$.

Рассчитывается линия оптимального разгона по уравнению:

$$n_{i+1} = n_i + \Delta t \cdot h_i$$

где n_i - текущее значение частоты вращения ротора;

Δt -0,5 с – шаг по времени;

h_i -ускорение ротора, соответствующее текущему значению частоты.

Результаты расчётов сводят в [таблицу 2](#) и по ним строят линию оптимального разгона ([рисунок 9](#)).

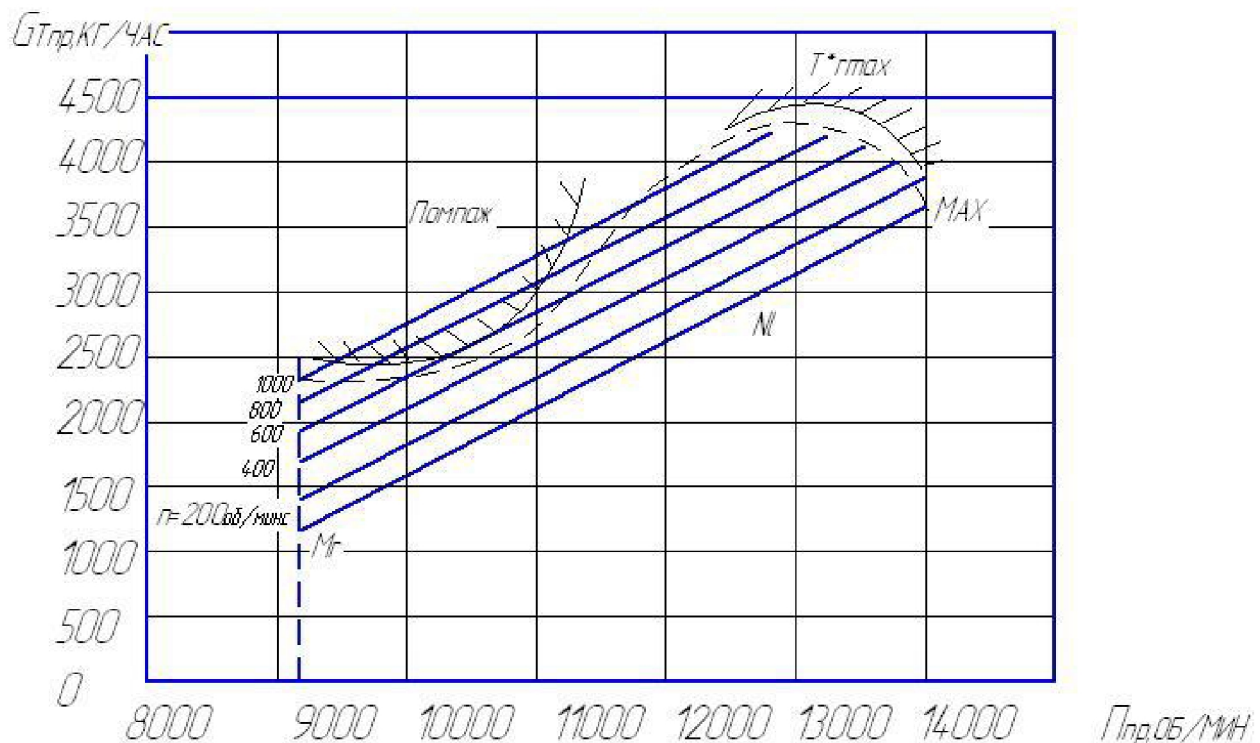


Рисунок 9 – Динамическая характеристика двигателя

Таблица 2 – Расчёт линии оптимального разгона

Время, сек	0	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5
n, мин ⁻¹	9100	9650	10075	10445	10752	10975	11265	11815	12365	12895
Время, сек	5	5,5	6							
n, мин ⁻¹	13405	13805	14005							

Пользуясь динамической характеристикой, определяют постоянную времени двигателя и коэффициент усиления по расходу топлива на различных режимах работы.

Коэффициент усиления определяется по уравнению:

$$K_{nG} = \frac{\delta n}{\delta G_m} \cdot \frac{G_{mБАЗ}}{n_{БАЗ}} = \frac{\Delta n}{\Delta G_m} \cdot \frac{G_{mБАЗ}}{n_{БАЗ}}$$

Где $\frac{\delta n}{\delta G_m} = \frac{\Delta n}{\Delta G_m} = \text{ctg} \psi$ – котангенс угла наклона касательной к дроссельной характеристики ([рисунок 10](#));

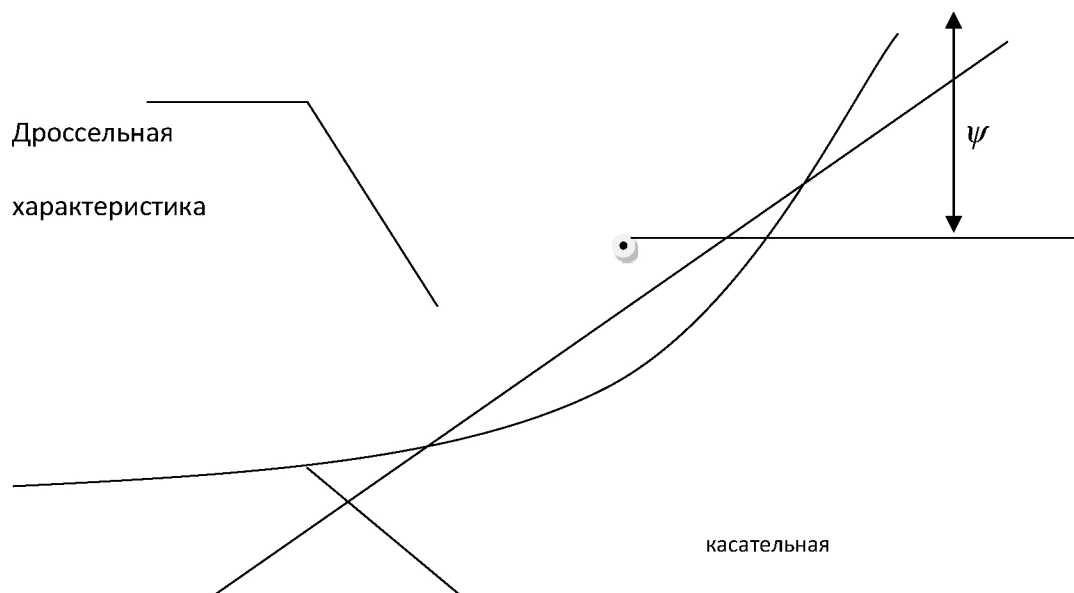


Рисунок 10 – К расчёту коэффициента усиления двигателя.

$G_{мБАЗ}$, $n_{БАЗ}$ - соответственно базовые значения расхода топлива и частоты вращения ротора. Принимают их равным значениям максимального режима.

Постоянную времени двигателя находят по формуле: $T_o = -\frac{\delta n}{d\delta n / dt} = -\frac{\Delta n}{n^{\square}}$

где Δn - расстояние от ДХ до кривой разгона ([рисунок 11](#));

n^{\square} - ускорение ротора, определяемое по кривой разгона.

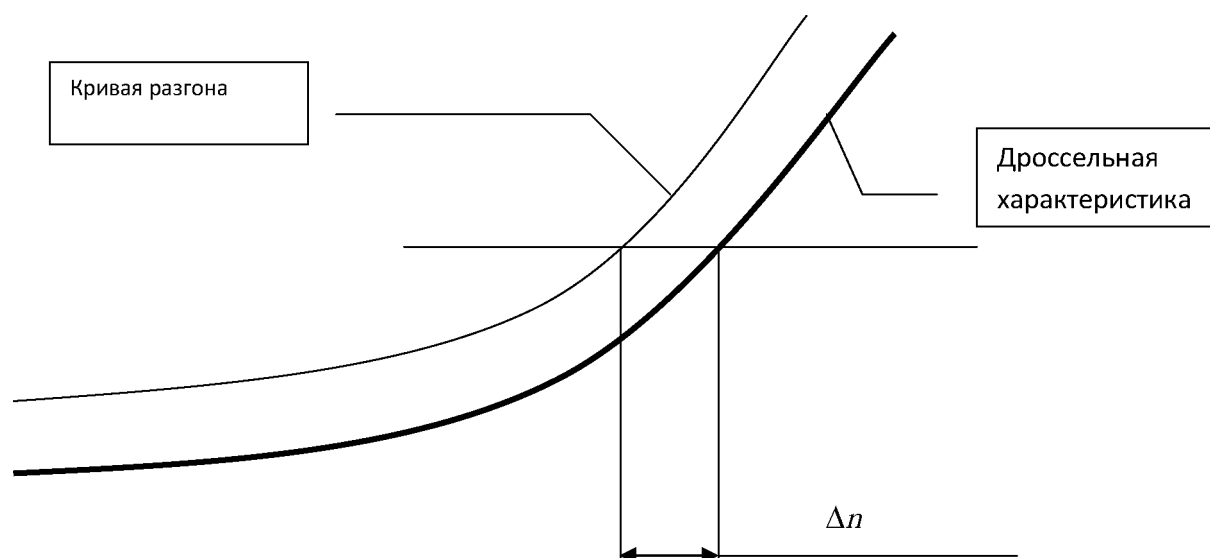


Рисунок 11 – К расчёту постоянной времени двигателя

Результаты расчётов сводят в [таблицу 3](#) и по ним построим график изменения постоянной времени и коэффициента усиления двигателя от режима ([рисунок 12](#)).

Таблица №3 - Расчёт параметров разгона двигателя

Режимы работы	$\text{Ctg } \psi$	K_{nG}	$\frac{\Delta n}{n^{\square}}$	T_d, c
Максимальный	1,539	0,407	318/200	1,59
Номинальный	1,664	0,440	319/200	1,595
Крейсерский 1	1,732	0,458	325/200	1,625
Крейсерский 2	1,804	0,477	247/200	1,735
Крейсерский 3	2,246	0,594	448/200	2,24
МГ	2,747	0,727	472/200	2,36

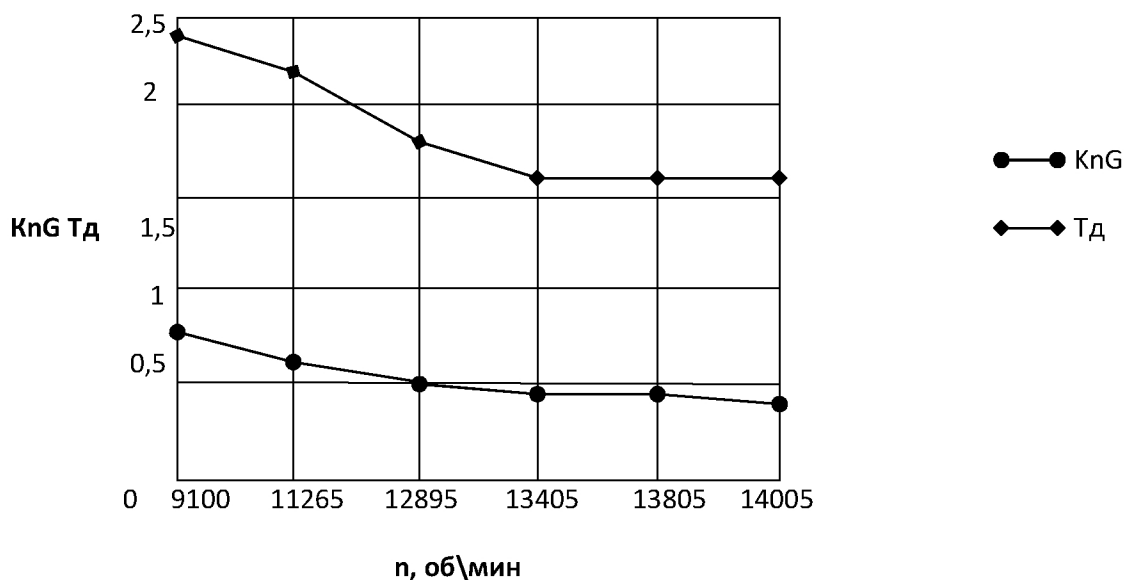


Рисунок 12 - Изменение постоянной времени T_d и коэффициента усиления K_{nG} от режима

По данным расчета параметров разгона двигателя строят зависимости постоянной времени двигателя и коэффициента усиления на режиме работы «Крейсерский 2» от высоты и скорости полета. Эти величины рассчитывают по формулам приведения:

$$T_{\partial} = T_{\partial.нр} \cdot \frac{101325}{P_B^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{288}} \quad \text{и} \quad K_{nG} = (K_{nG})_{нр} \cdot \frac{101325}{P_B^*}$$

где, $T_{\partial.нр} = 1,735$ с, $(K_{nG})_{нр} = 0,594$ – соответственно значения постоянной времени и коэффициента усиления двигателя на втором крейсерском режиме работы в условиях САУ;

T_B^* , P_B^* – соответственно температура и давление торможения, рассчитанные по формулам:

$$T_B^* = T_B \cdot (1 + 0,2 M_n^2) \quad \text{и} \quad P_B^* = P_B \cdot (1 + 0,2 M_n^2)^{3,5}$$

Результаты расчетов сводят в [таблицы 4](#) и [5](#), а также строят графики изменения T_d и K_{nG} в зависимости от скорости и высоты полета ([рисунки 13](#) и [14](#)).

Таблица 4 – Расчет зависимости постоянной времени и коэффициента усиления двигателя от высоты полета

Н, км пар-р	0	2	4	6	8	10
Тд, с	1,735	2,161	2,72	3,463	4,466	5,841
KnG	0,594	0,757	0,976	1,275	1,688	2,271

Таблица 5 – Расчет зависимости постоянной времени и коэффициента усиления двигателя от скорости полета на высоте Нп=8км

Мп параметр	0,2	0,4	0,6	0,8
Тд, с	5,703	5,314	4,741	4,07
KnG	2,209	2,034	1,781	1,49

KnG Тд

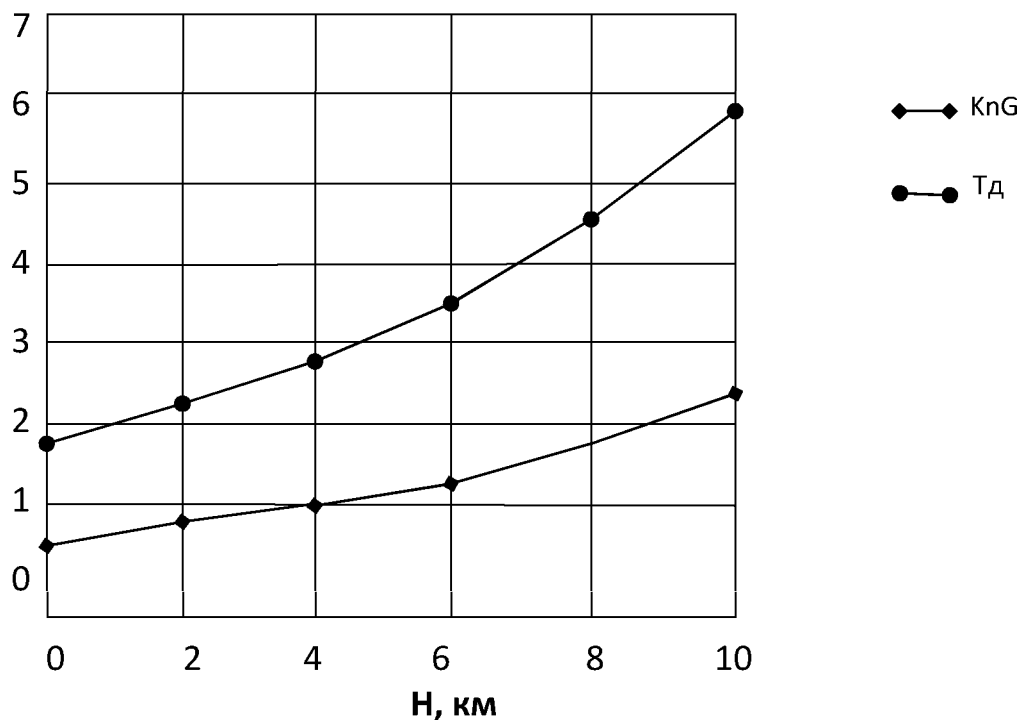


Рисунок 13 - Изменение Тд и KnG в зависимости от высоты полета

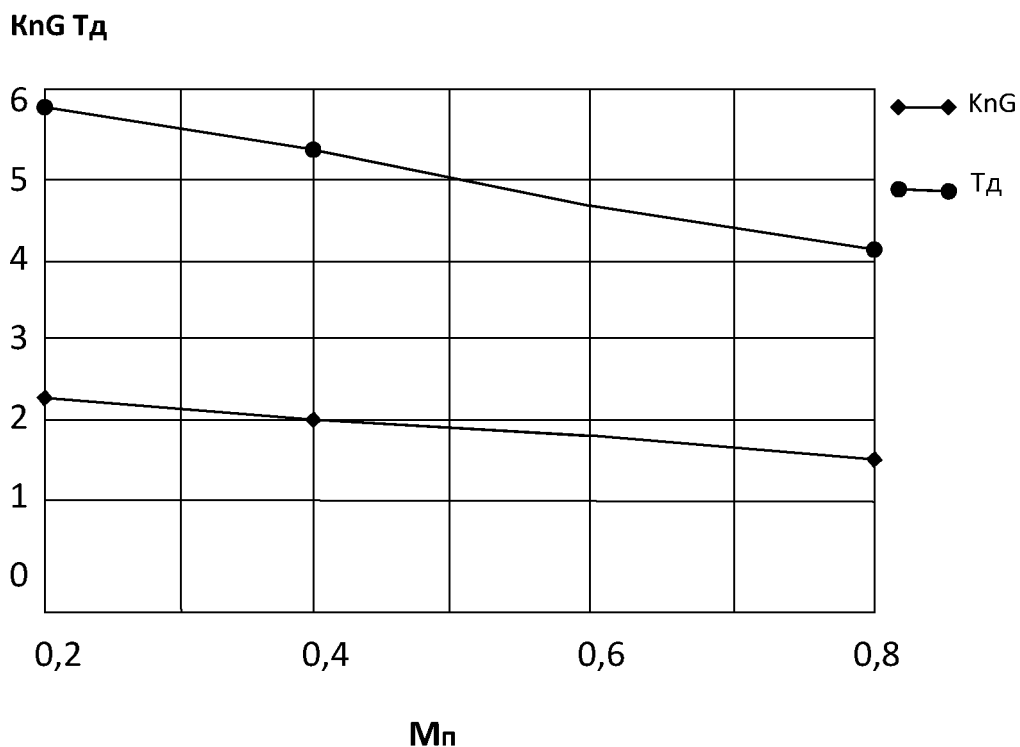


Рисунок 14 - Изменение T_d и KnG в зависимости от скорости полета ($H_p=8\text{км}$)

9 Описание конструкции и принципа работы конкретного регулятора

Приводится конструктивная схема и работа агрегата. Особое внимание уделяется положению агрегатов в составе общей системы регулирования и его функциональных связей с объектом регулирования и другими агрегатами САР.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данной работы были выбраны регулирующие факторы и регулируемые параметры, разработана программа регулирования и описан агрегатный состав системы автоматического регулирования трехвального двухконтурного двигателя НК-93. Были рассчитаны основные характеристики топливной системы двигателя, а также параметры разгона двигателя по динамической характеристике.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Гимадиев А.Г., Шахматов Е.В., Шорин В.П. Системы автоматического управления авиационных ГТД.: Учебное пособие.- Куйбышев: КУАИ, 1990.-121с.
2. Анисимкин Ю.С. Система автоматического управления трехвального ТРДД.: Учебное пособие.- СГАУ, 1992.-44с.
3. СТП СГАУ 6.1.4-97 Общие требования к оформлению учебных текстовых документов. Учебное пособие.- Самара: СГАУ, 1997.-17с.